第 38 卷第 4 期 工 程 热 物 理 学 报 Vol.38, No.4
2017 年 4 月 JOURNAL OF ENGINEERING THERMOPHYSICS Apr., 2017

高温主流条件下相变发汗冷却实验研究

黄 干 廖致远 祝银海 黄 拯 姜培学

(热科学与动力工程教育部重点实验室，清华大学热能工程系，北京 100084)

摘 要 相变发汗冷却对于高超声速飞行器关键高温部位热防护具有重要的意义。本文实验研究了温度为 700 K 主流条件下烧结青铜多孔介质平板以液态水为冷却流体的相变发汗冷却过程及效果。实验研究结果表明，水相变发汗冷却效率较高。在一定的冷却剂注入率范围内，由于蒸气堵塞效应，多孔平板表面沿着主流方向存在着界面明显的相对高温区和充分冷却区，并且两个区域的界面难以稳定，呈周期振荡。适当减小烧结多孔平板颗粒直径有利于增强相变发汗冷却效率。

关键词 相变；发汗冷却；热防护；多孔介质
中图分类号：TK124 **文献标识码**：A **文章编号**：0253–231X(2017)04–0817–05

Experimental Investigation of Transpiration Cooling With Phase Change in High Temperature Flow

HUANG Gan LIAO Zhi-Yuan ZHU Yin-Hai HUANG Zheng JIANG Pei-Xue

(*Key Laboratory for Thermal Science and Power Engineering of Ministry of Education, Department of Thermal Engineering, Tsinghua University, Beijing* 10084)

Abstract Transpiration cooing with phase change is important for the thermal protection of the key components of hypersonic vehicles. The transpiration cooling for sintered porous bronze plate using liquid water as the coolant was experimentally investigated in the mainstream with a temperature of 700 K in this study. The experimental results showed that the efficiency of transpiration cooling with phase change was very high. There are obvious relative high temperature zone and well cooled zone on the porous plate surface at certain range of coolant injection ratio due to the vapor blockage effect. The boundary between the obvious relative high temperature zone and well cooled zone oscillated periodically. The transpiration cooling efficiency increased with properly reducing the particle diameter of the sintered porous plate.

Key words phase change; transpiration cooling; thermal protection; porous media

0 引 言

随着航天技术的发展，飞行器的关键部件的工作环境越来越严峻，超燃冲压发动机前缘气动热流密度高达 1000 MW/m^2 [1]。液体火箭发动机燃烧室壁面温度高达 3600 K [2]。较高的温度及热流密度使得高超声速飞行器关键部位存在着烧蚀的危险。发汗冷却作为一种高效的主动冷却方式，在高超声速飞行器关键部件的热防护上具有重要的应用价值，发汗冷却被广泛研究应用于发动机燃烧室 [3,4]、飞行器前缘 [5] 以及超燃冲压发动机喷注部件 [6,7] 热防护。由于受到经济成本、空间体积等诸多因素的限制，使得飞行器所携带的冷却剂的重量受到限制。水由于具有较高的相变潜热，使得相变发汗冷却效率远高于同等冷却流体消耗量下的气体单相发汗冷却效率。采用液态水作为发汗冷却工质有利于增强冷却效率，从而减轻飞行器载重。相变发汗规律基础规律的研究具有重要的意义。

相变发汗冷却过程中，冷却流体在微多孔材料中与固体骨架进行强烈的对流换热冷却，液态水在多孔介质或在压力仓内发生相变，产生的水蒸气形成一层致密的保护膜均匀覆盖保护壁面。以上机制使得相变发汗冷却具有较高的冷却效率。单相气体相变发汗冷却虽然冷却均匀，方便控制 [8–10]，但其冷却效果有限，在高热流密度下难以满足热防护需求。Foreest 等 [11] 采用水和氮气分别作为冷却介质，对头锥的发汗冷却进行了实验研究。研究结果表明水由于相变潜热较大，其冷却效果远优于

收稿日期：2016-12-21; **修订日期**：2017-03-19
基金项目：国家自然科学基金创新群体科学基金 (No.51321002)；国家自然科学基金面上项目 (No.51276094)
作者简介：黄 干 (1992–)，男，博士生，主要从事发汗冷却研究 **通信作者**：姜培学，教授，jiangpx@tsinghua.edu.cn

氮气。Wang 等 [12] 对非等壁厚结构头锥的相变发汗冷却进行了研究，研究表明相变发汗冷却的效果较好，同时非等壁厚结构有助于降低滞止点处的温度。Ma 等 [13] 实验研究了高温合金粉末烧结的水相变发汗冷却，随着水注入率的增大，平均冷却效率提高。Shi 等 [14] 采用 LTNE-TPMM 相变模型数值研究了水相变发汗，数值结果表明多孔热表面压力的增大将导致冷却效果变差。通过调节多孔介质的孔隙率、颗粒直径和导热系数可调控两相区的面积和饱和度。Reimer 等 [15] 采用陶瓷基复合多孔介质材料制作头锥，并采用水作为冷却介质在电弧风洞中进行相变发汗冷却实验研究。由于存在结冰现象导致冷却流体供给异常。Zhao 等 [16] 采用采用水相变发汗冷却对头锥进行热防护，实验发现由于重力的作用，下端的多孔介质区域的冷却效果优于上端。目前对于相变发汗冷却的研究多集中在工程应用，对于其基础规律的研究较少。

本文对不同颗粒直径烧结青铜多孔介质平板在高温电加热风洞中的相变发汗冷却规律进行了实验研究。研究了不同注入率和不同颗粒直径下的相变发汗冷却效果。同时对于平板表面的相对高温区和充分冷却区的边界不稳定现象进行了研究和分析。

1 相变发汗冷却实验系统

1.1 高温风洞

本文使用图 1 所示的电加热风洞实验系统研究烧结多孔青铜平板的相变发汗冷却过程。空气经压缩机加压至 0.5 MPa，通过缓冲罐、冷冻式干燥机和过滤器后分为三路。其中第一部分进入到电加热器中被加热形成高温主流，第二部分作为冷却气对红外热像仪等设备进行冷却，第三部分进入涡流冷却器对排气进行冷却。主流通过加热器后通过蜂窝稳定段和喷管加速后进入到实验段，实验段截面尺寸为 50 mm×80 mm(高 × 宽)，通过 PID 调节使得主流温度为 700 K，雷诺数为 45000，速度为 50.2 m/s。主流风速采用耐高温皮托管测量。主流温度采用铠装 K 型热电偶测量。多孔平板表面采用 FLIR A310 红外热像仪测温，并在多孔平板表面压焊 4 根 K 型热电偶对红外测温的结果进行标定，液态水通过两台交替运行的注射泵注入到压力仓中。

1.2 实验样品及安装

本实验研究了两种不同颗粒直径青铜颗粒烧结形成多孔平板，颗粒直径分别为 200 μm 与 600 μm。图 2 为烧结多孔青铜平板样品图。通过振筛机筛选出所需颗粒直径的青铜颗粒，通过高温烧结加工而成。烧结多孔平板热端表面尺寸为 80 mm×40 mm (长 × 宽)，多孔板四周加工出宽度为 3 mm 的台阶，以便于安装与密封。多孔平板厚度为 10 mm。通过压汞仪测量，多孔平板孔隙率约为 29%。

烧结青铜多孔平板安装在图 3 所示的底座中，为了降低风洞壁面向多孔介质平板的导热造成的干扰，将整个底座镶嵌在氧化锆陶瓷中。氧化锆陶瓷导热系数小，耐受温度较高。在底座中设计多个空隙以减小底座对多孔平板的导热影响。压力仓中安装有五层蜂窝状匀流网使得液态水均匀流入压力仓中，减少液态水局部冲击带来的误差。在多孔平板与压力仓之间安装石墨垫片并加涂少量高温密封胶保证多孔平板和底座之间的紧密配合。

1.3 实验测量系统

图 4 为实验测量系统示意图。多孔平板表面温度采用 FLIR A310 红外热像仪测量，并在多孔平板表面压焊 4 根 K 型热电偶对红外热像仪进行标定。多孔平板底部压焊 4 根 K 型热电偶测量多孔平板底面温度分布。在距离多孔平板下表面 1.5 mm 处布置 4 根 K 型铠装热电偶测量压力仓内该处的流体温度。实验中采用两个注射泵交替运行，以恒定流量注入液态水作为冷却剂。

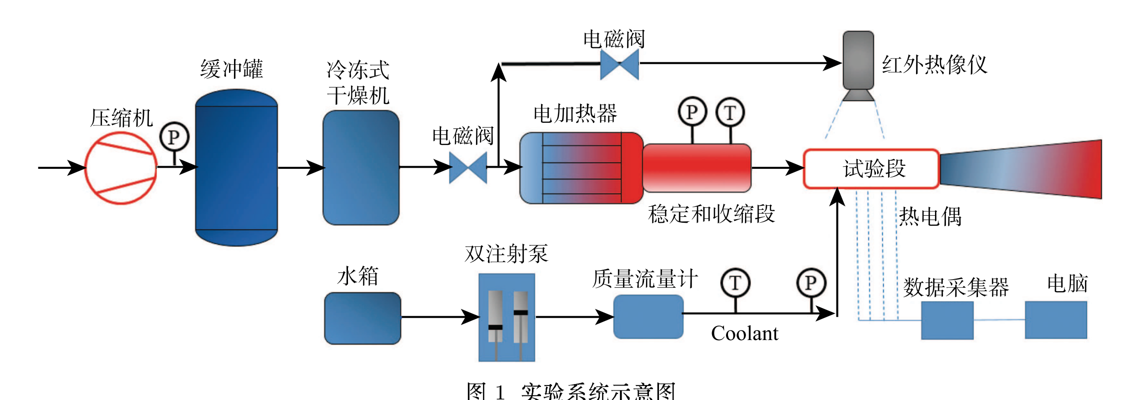


图 1 实验系统示意图

Fig. 1 Experimental system


图 2　烧结多孔介质青铜平板样品
Fig. 2　Sintered bronze porous plates

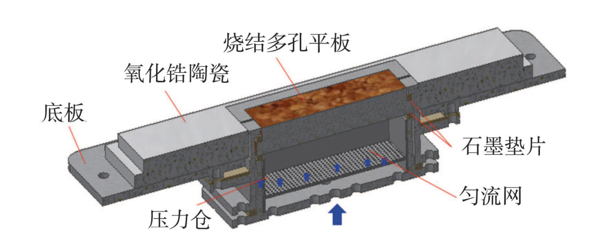


图 3　实验样品安装底座
Fig. 3　Base of the experimental sample

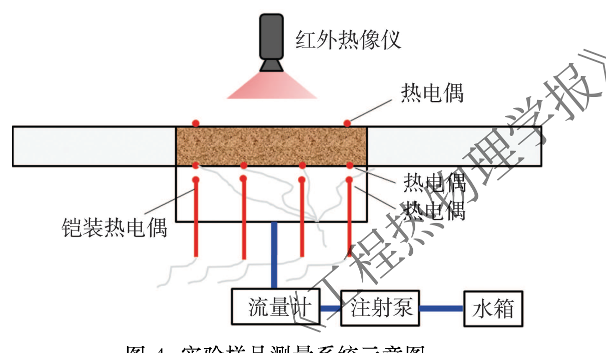


图 4　实验样品测量系统示意图
Fig. 4　Measurement system

2　实验结果及分析

2.1　注入率对相变发汗冷却效果的影响

风洞主流为雷诺数 45000、温度 700 K 的高温空气，冷却剂为 300 K 液态水。通过双注射泵来控制调节发汗冷却注入率 F。其中发汗冷却注入率 F 和冷却效率 η 的表达式为：

$$F=\frac{\rho_{\rm c}u_{\rm c}}{\rho_{\infty}u_{\infty}} \tag{1}$$

$$\eta=\frac{T_{\infty}-T_{\rm w}}{T_{\infty}-T_{\rm c}} \tag{2}$$

其中 ρ_{∞}、T_{∞} 和 u_{∞} 分别为主流的密度、温度和速度，$\rho_{\rm c}$、$T_{\rm c}$ 和 $u_{\rm c}$ 分别为冷却剂的密度、温度和速度，$T_{\rm w}$ 为多孔平板上表面温度。

图 5 为不同注入率下颗粒直径为 $d=600$ μm 的烧结青铜多孔介质平板表面温度分布。图中 4 根红色的粗线是压焊在多孔平板表面用于标定红外热像仪的热电偶。高温主流方向从左到右。注入率 $F=0.10\%$时，表面温度较为均匀，表面温度相对较高，此时由于液态水注入量较小，所有注入的水都发生相变形成水蒸气。当注入率增加到 $F=0.15\%$时，在主流下游区域的多孔平板表面出现了明显的充分冷却区，该充分冷却区温度略微低于 100°C，液态水在多孔板表面发生相变，而此时上游区域仍然存在相对高温区。主要由于发汗冷却的表面气膜累积效应使得多孔板承受的热流密度沿着主流方向沿程降低，多孔平板前端较高的热流密度使得水在压力仓内部发生相变，产生的大量蒸气堵塞多孔平板前端的区域。该种蒸气堵塞效应使得液态冷却水选择从平板后端流出。当注入率进一步增大到 F=0.20%时，此时由于更多的冷却水注入，使得充分冷却区域面积增大。注入率进一步增大到 F=0.25%时，过量的冷却水的注入导致整个平板区域温度较低，相变发生在多孔平板上表面。

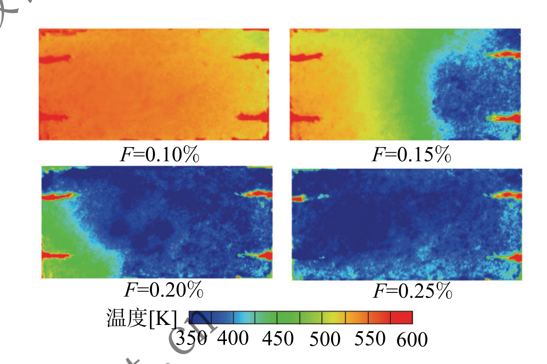


图 5　不同注入率下多孔平板表面温度分布 ($d=600$ μm)
Fig. 5　Temperature distributions on porous plate for different injection ratios ($d=600$ μm)

图 6 为不同注入率下颗粒直径为 $d=600$ μm 的青铜烧结多孔平板上表面、底面及压力仓内流体温度分布。其中 $T_{\rm s_up}$ 为通过红外热像仪测得的多孔平板上表面连续温度分布，$T_{\rm s_down}$ 为通过压焊在多孔平板底部的沿程的 4 根热电偶测得的多孔平板下面表面温度，$T_{\rm f_down}$ 为距离多孔平板下表面 1.5 mm 处压力仓内流体的温度。当注入率 $F=0.10\%$时，多孔平板上表面温度和下表面温度均远高于 100°C，距离多孔板下表面 1.5 mm 处流体温度略低于 100°C。这表明注入率较低为 0.10%时，水在压力仓内发生相变，并且水相变发生在距离多孔板下表面 1.5 mm 内的薄层中。多孔板中均为蒸气。当注入率为 $F=0.15\%$和 0.20%时，由于蒸气堵塞效应，多孔平板前端存在上表面温度远高于 100°C 局部相对高温区，此区域多孔平板下表面温度同样也远高于 100°C，这表明多孔平板前端高温区的相变发生在压力仓内，

而不是发生在多孔介质内部。进一步增大注入率到 $F = 0.25\%$和 0.30%时，相变发生在上表面。实验结果表面，对于均匀渗透率的烧结多孔平板，相变容易发生在多孔平板上表面或发生在压力仓内。难以通过控制注入率的方式将相变全部控制在整个平板的多孔介质内部。

图 7 为不同注入率下颗粒直径为 $d = 600$ μm 的青铜烧结多孔平板上表面冷却效率分布。当注入率较低时，冷却效率较低。随着注入率的提高，多孔平板后端冷却效率先升高。当注入率较高时，整个多孔平板冷却效率较高并且较为均匀。

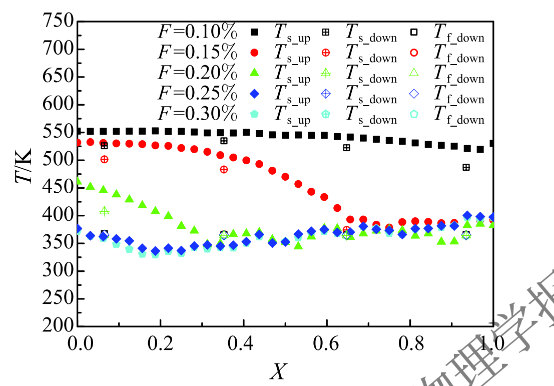


图 6 不同注入率下多孔板上表面、底面及仓内流体温度分布 ($d = 600$ μm)

Fig. 6 Temperature distributions on the plate upper and lower surface and in the pressure chamber ($d = 600$ μm)

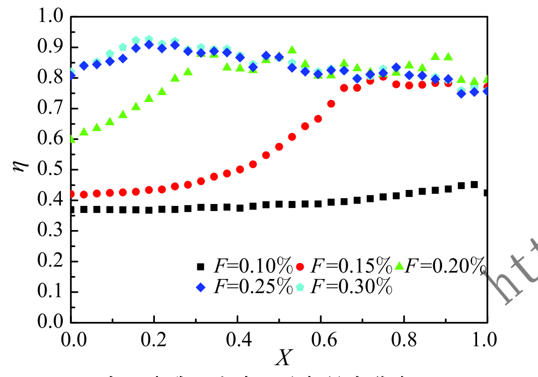


图 7 不同注入率下多孔板上表面冷却效率分布 ($d = 600$ μm)

Fig. 7 Cooling efficiency distributions on porous plate for different injection ratios ($d = 600$ μm)

2.2 颗粒直径对相变发汗冷却效果的影响

图 8 为不同注入率下颗粒直径为 $d = 200$ μm 的青铜烧结多孔平板上表面、底面及压力仓内流体温度分布。图 8 和图 6 对比发现，适当减小烧结多孔平板的颗粒直径，有利于增加相变发汗冷却效果。当注入率 F=0.15%时，颗粒直径为 $d = 200$ μm 的青铜烧结多孔平板表面温度比颗粒直径为 $d = 600$ μm 的青铜颗粒烧结多孔平板表面温度分布更加均匀，并且最高温度降低。当注入率 F=0.20%时，颗粒直径为 $d = 200$ μm 的青铜烧结多孔平板被充分冷却，表面温度较低且较均匀，冷却效率较高。而此时颗粒直径为 $d = 600$ μm 的青铜颗粒烧结多孔平板的前端仍然存在局部的相对高温区。这主要是因为小颗粒直径的青铜烧结多孔介质中冷却剂和固体颗粒换热效果更好，使得相变发汗冷却效率更高，并且表面温度更加均匀。随着注入率进一步增大到 $F = 0.25\%$和 $F = 0.30\%$时，两种颗粒直径的烧结多孔平板均被充分冷却，表面温度及冷却效率相近，主要因为冷却流体注入量较大时相变发生在多孔平板上表面，此时颗粒直径对相变发汗冷却的影响不明显。

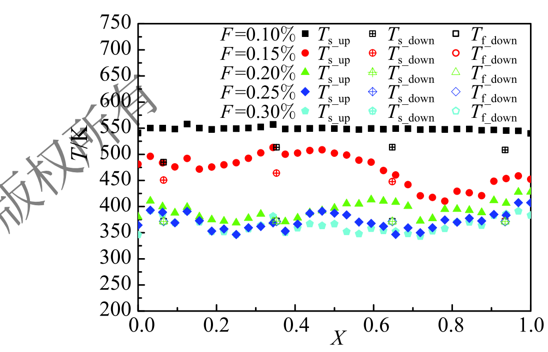


图 8 不同注入率下多孔板上表面、底面及仓内流体温度分布 ($d = 200$ μm)

Fig. 8 Temperature distributions on the plate upper and lower surface and in the pressure chamber ($d = 200$ μm)

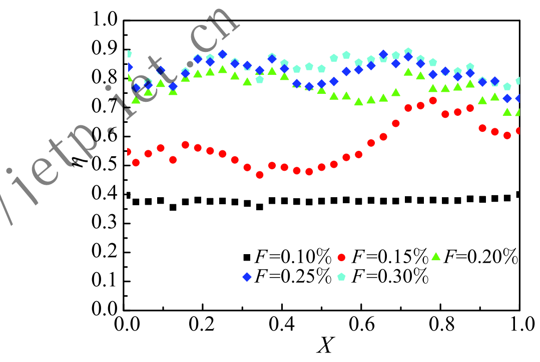


图 9 不同注入率下多孔板上表面冷却效率分布 ($d = 200$ μm)

Fig. 9 Cooling efficiency distributions on porous plate for different injection ratios ($d = 200$ μm)

2.3 相变发汗冷却不稳定振荡的现象

实验发现相变发汗冷却在存在蒸气堵塞效应时难以完全稳定，相对高温区和充分冷却区的界面小幅度低频率振荡。图 10 为注入率为 0.15%时颗粒直径 $d = 200$ μm 的青铜颗粒烧结多孔平板界面不稳定振荡现象。由于界面不规则，以充分冷却区最前缘 (图 10 中虚线处) 为标准进行对比。经过充分长时间后，界面以一定的周期小幅度低频率振荡。从某一时刻 $\Delta t = 0$ s 开始，当 $\Delta t = 50$ s 时界面前移，到

了 $\Delta t = 130$ s 时又后移到 $\Delta t = 0$ s 附近。界面以周期约为 130 s、振幅约为 10 mm 进行振荡。注入率为 0.15%时，平板相变发汗冷却由于蒸气堵塞效应，存在明显的高温区和充分冷却区，多孔板前端的高温区相变发生在压力仓内。压力仓内的沸腾不稳定将导致仓内前端的蒸气量不稳定，从而导致多孔平板表面温度界面发生振荡。该种多孔平板表面不稳定界面振荡现象将引起交替热应力，在实际应用中将可能引起局部破裂，应该采取一定的改进措施避免该振荡现象的发生。

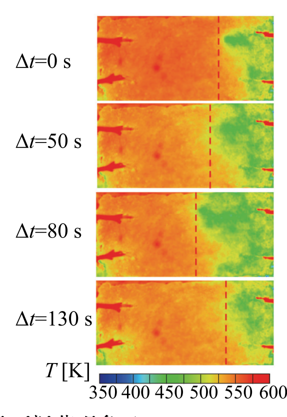


图 10　界面振荡现象 ($d = 200$ μm，$F = 0.15\%$)

Fig. 10　Oscillation phenomenon ($d = 200$ μm, $F = 0.15\%$)

3 结　论

本文在主流温度为 700 K，雷诺数为 45000 的电加热风洞中实验研究了颗粒直径为 600 μm 和 200 μm 的烧结青铜多孔介质平板以水为冷却流体的相变发汗过程。对注入率、颗粒直径对相变发汗冷却的影响进行了分析和讨论，研究结果表明：

1) 当冷却剂注入率较低时，相变全部发生在压力仓内，多孔平板表面温度分布均匀但温度较高。当冷却剂注入率适中时，由于蒸气堵塞效应，多孔平板表面沿着主流方向存在着界面明显的相对高温区和充分冷却区。对于均匀渗透率的烧结多孔平板的相变发汗冷却过程，相变容易发生在多孔平板上表面或发生在靠近下表面的压力仓内。

2) 适当减小烧结多孔平板的颗粒直径，有利于增加相变发汗冷却效果，使得最高温度降低，并且温度分布更加均匀。

3) 相对高温区和充分冷却区的界面难以稳定，界面以小幅低频振荡。该种不稳定界面振荡现象将引起交替热应力，在实际应用应采取措施予以避免。

参 考 文 献

[1] Choi S H, Scotti S J, Song K D, et al. Transpiring Cooling of a Scram-jet Engine Combustion Chamber [C]//Proc 32nd AIAA Thermophysics Conference, Atlanta, GA. AIAA-97-2576, 1997

[2] Haeseler D, Mading C, Rubinskiy V, et al. Experimental Investigation of Transpiration Cooled Hydrogen-Oxygen Subscale Chambers [C] // 34th Joint Propulsion Conference. AIAA-98-3364, 1998

[3] Zhu Y H, Jiang P X, Sun J, et al. Injector Head Transpiration Cooling Coupled With Combustion in H2/O2 Subscale Thrust Chamber [J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2012, 27(1): 42–51

[4] Hald H, Ortelt M, Fischer I, et al. Effusion Cooled CMC Rocket Combustion Chamber [J]. AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies, CIRA, Italy, AIAA-2005-3229, 2005

[5] Zhao L, Wang J H, Ma J, et al. An Experimental Investigation on Transpiration Cooling Under Supersonic Condition Using a Nose Cone Model [J]. International Journal of Thermal Sciences, 2014, 84: 207–213

[6] Xiong Y B, Zhu Y H, Jiang P X. Numerical Simulation of Transpiration Cooling for Sintered Metal Porous Strut of the Scramjet Combustion Chamber [J]. Heat Transfer Engineering, 2014, 35(6-8): 721–729

[7] Huang Z, Zhu Y H, Jiang P X, et al. Investigation of a Porous Transpiration-Cooled Strut Injector [J]. Journal of Propulsion and Power, 2014, 31(1): 278–285

[8] Huang Z, Xiong Y B, Liu Y Q, et al. Experimental Investigation of Full-coverage Effusion Cooling Through Perforated Flat Plates [J]. Applied Thermal Engineering, 2015, 76: 76–85

[9] Huang Z, Zhu Y H, Xiong Y B, et al. Investigation of Transpiration Cooling for Sintered Metal Porous Struts in Supersonic Flow [J]. Applied Thermal Engineering, 2014, 70(1): 240–249

[10] Liu Y Q, Jiang P X, Jin S S, et al. Transpiration Cooling of a Nose Cone By Various Foreign Gases [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2010, 53(23): 5364–5372

[11] Foreest A V, Sippel M, Gülhan A, et al. Transpiration Cooling Using Liquid Water [J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2009, 23(4): 693–702

[12] Wang J H, Zhao L J, Wang X, et al. An Experimental Investigation on Transpiration Cooling of Wedge Shaped Nose Cone With Liquid Coolant [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2014, 75: 442–449

[13] Ma J, Lin J, Wang J H. Experiment on Transpiration Cooling With Phase Change of Liquid Water [J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(3): 557–560

[14] Shi J X, Wang J H. A Numerical Investigation of Transpiration Cooling With Liquid Coolant Phase Change [J]. Transport in Porous Media, 2011, 87(3): 703–716

[15] Reimer T, Esser B, Gülhan A. Arc Jet Testing of CMC Samples With Transpiration Cooling [C] // 44th AIAA Thermophysics Conference. AIAA 2013–2094, 2013

[16] Zhao L J, Wang J H, Ma J, et al. An Experimental Investigation on Transpiration Cooling Under Supersonic Condition Using a Nose Cone Model [J]. International Journal of Thermal Sciences, 2014, 84: 207–213